

A. L. Adrianov

ABOUT PERMISSIBLE LIMITS AT ASSIGNMENT OF BOUNDARY EFFECT FOLLOWING THE SHOCK WAVE

The author considers influence of boundary effect following the shock wave on evolution of the shock wave itself, when it penetrates the shift layer. Permissible limits at assignment of boundary effect are revealed. Concepts of Uskov's invariant and angle are introduced.

Keywords: strong and weak gas-dynamic blowout, shock wave, extended differential conditions on a shock wave, boundary effect, Mach's and Uskov's angles.

© Адрианов А. Л., 2012

УДК 531.38

Р. С. Алиев-Хетагов

РАСЧЕТ ПРОДОЛЖИТЕЛЬНОСТИ ОПТИМАЛЬНОГО ПО ВРЕМЕНИ РАЗВОРОТА КОСМИЧЕСКОГО АППАРАТА ПРИ СМЕНЕ РЕЖИМОВ ОРИЕНТАЦИИ

Рассматривается угловое движение автоматического космического аппарата (КА), каждый виток которого состоит из двух участков: рабочего (в окрестности апогея), на котором КА решает целевую задачу, и дежурного, на котором выполняется коррекция орбиты с использованием электрореактивных двигателей и инерционных исполнительных органов, – маховиков. При этом для перехода в режимы коррекции орбиты или ориентации на рабочем участке совершаются программные развороты космического аппарата. С помощью математического моделирования проведено сравнение двух способов разворота КА, оптимальных по быстродействию, при различных начальных данных.

Ключевые слова: оптимальные по времени угловые развороты.

Рассмотрим систему инерционных исполнительных органов (ИИО), состоящую из четырех маховиков, оси вращения которых перпендикулярны разным граням правильного многогранника – тетраэдра. Область вариации кинетического момента системы ИИО в первом приближении представляет собой шар радиусом $R = 1,633h$, где h – модуль вектора кинетического момента одного маховика при его максимальной скорости вращения.

Будем использовать инерциальную систему координат. Кинематические уравнения зададим в кватернионной форме.

Развороты космического аппарата выполняются двумя способами.

Первый способ – плоский разворот вокруг вектора конечного поворота с максимальной угловой скоростью (рис. 1) [1; 2].

Обозначим суммарный вектор накопленного кинетического момента космического аппарата и инерционных исполнительных органов через \mathbf{G}_0 и будем считать, что за время разворота приращением вектора \mathbf{G}_0 за счет действия моментов внешних сил можно пренебречь. Тогда вектор \mathbf{G}_0 остается неизменным в инерциальной системе координат.

Из кватерниона рассогласования положения космического аппарата найдем мгновенную ось разворота,

относительно которой будем совершать плоский разворот в пространстве [3]:

$$\bar{e} = \bar{e}(e_1, e_2, e_3).$$

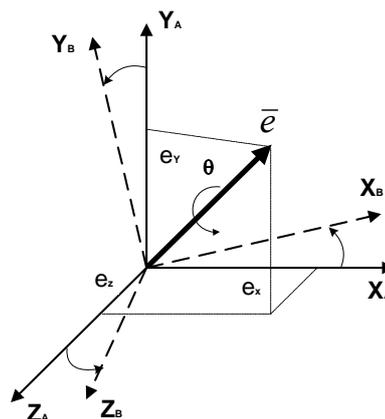


Рис. 1. Эйлера ось вращения, определяющая поворот системы координат:

$OX_A Y_A Z_A$ – инерциальная система координат;
 $OX_B Y_B Z_B$ – связанная система координат

Обозначим угловую скорость вокруг вектора конечного поворота через ω . Тогда $\mathbf{G}_0 = \mathbf{H} + \omega \mathbf{J}e$, где

\mathbf{H} – суммарный кинетический момент инерционных исполнительных органов; \mathbf{J} – тензор моментов инерции космического аппарата [4]. При развороте с максимальной угловой скоростью модуль вектора \mathbf{H} равен \mathbf{R} . В этом случае $\mathbf{R}^2 = (\mathbf{G}_0 - \omega \mathbf{J} \mathbf{e})^2$, откуда получим уравнение [2]:

$$\omega = \frac{(\overline{G_0 J \vec{e}}) \pm \sqrt{(\overline{G_0 J \vec{e}})^2 - (J \vec{e})^2 (G_0^2 - R^2)}}{(J \vec{e})^2}.$$

Второй способ – пространственный разворот с максимальной текущей проекцией угловой скорости на вектор конечного разворота [3] (рис. 2). В данном способе угловая скорость разворота находится минимизацией функции $I = (\mathbf{e} \cdot \omega)$ при условии $|\overline{\mathbf{H}}| = R$. Решая задачу методом множителей Лагранжа, определим компоненты вектора $\overline{\mathbf{H}}(H_1 H_2 H_3)$:

$$H_i = -\frac{R \frac{e_i}{J_i}}{\sqrt{\sum_i \frac{e_i^2}{J_i^2}}}, \quad i = 1, 2, 3,$$

а также найдем угловую скорость разворота

$$\dot{B} = \frac{1}{2} \overline{\omega} \cdot B.$$

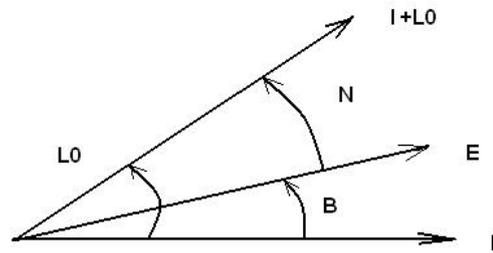


Рис. 2. Связь между связанной E и инерциальной I системой координат с учетом кватерниона разворота L_0

Приведем результаты математического моделирования для двух способов разворота, который проводился по 26 различным направлениям с углом разворота 180° .

Анализ полученных результатов показывает, что в 34 случаях предпочтительнее первый способ, в 44 случаях – второй способ.

№ направления	Кватернион разворота	Суммарный кинетический момент $T(0; 0; 0)$, с		Суммарный кинетический момент $T(5; 5; 5)$, с		Суммарный кинетический момент $T(10; 10; 10)$, с	
		Первый способ	Второй способ	Первый способ	Второй способ	Первый способ	Второй способ
1	+X	1 036,3	1 027,46	963,5	944,535	931,0	890,609
2	-X	1 036,3	1 027,46	1 195,3	1 262,13	1 908,9	1 859,25
3	+Y	1 231,9	1 238,35	1 145,2	1 137,89	1 098,7	1 093,46
4	-Y	1 231,9	1 238,35	1 160,0	1 384,84	1 527,1	1 515,31
5	+Z	761,5	731,668	761,5	805,639	761,5	1 401,85
6	-Z	761,5	731,668	761,5	702,012	870,3	1 127,96
7	+X-Y	1 147,2	1 165,32	1 187,9	1 120,48	1 357,7	1 057,38
8	-X-Y	1 147,2	1 165,32	1 395,3	1 377,53	1 954,1	1 809,31
9	+X+Y	1 147,2	1 165,32	1 012,3	1 005,65	940,5	909,856
10	-X+Y	1 147,2	1 165,32	1 185,4	1 321,87	1 350,1	1 747,75
11	+X+Z	861,7	922,506	837,9	827,09	837,9	761,422
12	+X-Z	861,7	922,506	903,7	1 078,5	1 039,3	1 450,94
13	-X-Z	861,7	922,506	985,2	937,305	1 271,7	1 038,99
14	-X+Z	861,7	922,506	908,5	1 114,28	1 053,6	1 510,18
15	+Y+Z	994,4	920,85	928,8	988,239	902,2	1 065,82
16	+Y-Z	994,4	920,85	979,0	972,079	1 051,6	1 217,22
17	-Y-Z	994,4	920,85	1 234,5	1 138,89	1 773,2	1 666,87
18	-Y+Z	994,4	920,85	987,3	891,888	1 074,0	888,403
19	+X+Y+Z	1 006,0	935,923	886,1	858,509	884,1	814,118
20	+X+Y-Z	1 006,0	1 032,43	962,9	1 075,11	962,4	1 180,48
21	+X-Y-Z	1 006,0	928,423	1 142,7	1 152,8	1 472,2	1 684,21
22	+X-Y+Z	1 006,0	1 048,84	955,1	923,625	942,4	860,592
23	-X+Y+Z	1 006,0	1 048,84	1 017,6	1 186,25	1 105,3	1 518,59
24	-X+Y-Z	1 006,0	928,423	1 062,6	958,757	1 201,8	1 283,0
25	-X-Y-Z	1 006,0	1 032,43	1 261,0	1 195,24	1 853,5	1 556,59
26	-X-Y+Z	1 006,0	935,923	1 088,1	999,991	1 281,8	1 177,34

Вместе с тем можно отметить, что в большинстве случаев времена разворота приблизительно одинаковы и отличаются, как правило, на 5...10%. А если учесть, что первый способ характеризуется большей простотой вычислений, а следовательно меньшими затратами используемых ресурсов бортовой ЦВМ, то именно он может считаться более оптимальным.

Таким образом, по результатам сравнения двух способов разворота КА за минимальное время выбран оптимальный способ разворота для бортовой ЦВМ.

Библиографические ссылки

1. Алиев-Хетагов Р. С. Расчет минимальной продолжительности разворота космического аппарата

дистанционного зондирования Земли с использованием маховиков при смене режимов ориентации // Современные проблемы фундаментальных и прикладных наук : тр. 52-й науч. конф. Моск. физ.-техн. ин-та. М., 2009. Ч. 1, т. 1. С. 6–9.

2. Minimum-Time Attitude Maneuvers with Control Momentum Gyroscopes / G. R. Cooper, D. A. Tidman, M. L. Bundy, J. Kranton // AIAA Journal. 1970. Vol. 8, Iss. 8. P. 1523–1525.

3. Бранец В. Н., Казначеев Ю. В., Черток М. Б. Оптимальный разворот твердого тела с одной осью симметрии // Космич. исслед. Т. XXII, вып. 3. С. 352–360.

4. Раушенбах Б. В., Токарь Е. Н. Управление ориентацией космических аппаратов. М. : Наука. 1974.

R. S. Aliev-Hetegov

CALCULATION OF TIME-OPTIMAL MANEUVERS OF A SPACECRAFT IN CASE OF CHANGING MODES OF ORIENTATION

The author considers angular movement of a space vehicle. The spiro consists of two phases: workable control (in an apogee vicinity) during which the device is to solve a target problem, and duty control phase. During duty control phase of the orbit the problems of orbit correction performance are solved with the help of electrojet engines and gravitational unload of accumulated angular momentum of operating members, namely, flywheels. At the process, for transition to orbit correction modes or for transition into demanded orientation on workable control phase, program maneuvers of a space vehicle are made. From the point of view of increase in time taken for gravitational unload is expedient to minimize durations of maneuvers of a space vehicle. Comparison of two ways of maneuvers of a space vehicle, optimum on speed [1, 2], is made. Comparison is made by the results of mathematical modeling at various sets of initial data.

Keywords: Time-optimal attitude maneuvers.

© Алиев-Хетагов Р. С., 2012

УДК 62.83

С. О. Бойко, Н. А. Смирнов

ОЦЕНКА НАПРЯЖЕННО-ДЕФОРМИРОВАННОГО СОСТОЯНИЯ СОПРЯЖЕНИЯ РЕЗЬБ ТРЕУГОЛЬНОГО И ВЫПУКЛОГО ПРОФИЛЕЙ

Рассмотрена математическая модель напряженно-деформированного состояния резьбового сопряжения винта, имеющего выпуклый профиль резьбы, и гайки, имеющей треугольный профиль.

Ключевые слова: резьба, линейная, передача.

В современной технике имеется большое количество задач, в которых требуется применение высокоточных линейных приводов. Одной из важнейших составляющих линейного привода является линейная передача, обеспечивающая преобразование вращательного движения вала двигателя в поступательное движение выходного звена. На сегодняшний день запатентовано много различных линейных передач, преобразование движения в которых осуществляется за счет резьбового сопряжения. Одной из актуальных задач при проектировании резьбы является обеспечение заданной нагрузочной способности и жесткости.

Предложен теоретический расчет напряженно-деформированного состояния резьбового сопряжения винта, имеющего выпуклый профиль резьбы, и гайки, имеющей треугольный профиль (рис. 1). Все расчеты проведены в системе СИ.

Основные параметры резьбы: шаг S ; количество витков N ; диаметр вершин профиля резьбы d ; угол профиля резьбы α ; радиус профиля резьбы винта R ;

высота исходного профиля резьбы $h' = \frac{S}{2 \operatorname{tg} \alpha}$; высота

рабочего профиля резьбы $h = \frac{S}{2 \operatorname{tg} \alpha} - 0,05S$; угол